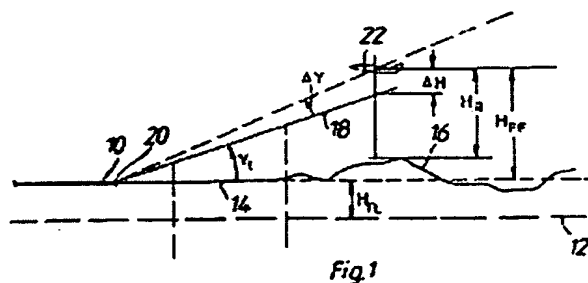


## Device for the automatic flight path guidance of aircraft along a guidance beam

**Patent number:** DE3621052  
**Publication date:** 1988-01-07  
**Inventor:** REDEKER ARTUR DIPL ING (DE)  
**Applicant:** AERODATA FLUGMESSTECHNIK GMBH (DE)  
**Classification:**  
- **International:** B64D45/04; G05D1/06  
- **European:** B64D45/04, G05D1/06B6C  
**Application number:** DE19863621052 19860624  
**Priority number(s):** DE19863621052 19860624

### Abstract of DE3621052

A first altitude signal is formed from the difference between the barometric altitude ( $H_b$ ) and the air field altitude (HFL). A second altitude signal is the radar altitude ( $H_R$ ). The two altitude signals are combined in a linear manner with range-dependent factors such that, at long ranges, only the first linear combination is effective, only the second linear combination is effective at short ranges and, in between, a linear combination is effective which continuously reduces the weighting of the first altitude signal and increase the weighting of the second altitude signal as the range decreases. The combined altitude signal thus formed is multiplied by an angle error signal (  $\Delta Y$  ) from a guidance beam receiver in order to form an altitude error signal (  $\Delta H$  ). The aircraft (22) is guided by means of this altitude error signal (  $\Delta H$  ) on a glidepath (18) to the landing runway (10).



Data supplied from the esp@cenet database - Worldwide

THIS PAGE BLANK (USPTO)

DEUTSCHES  
PATENTAMT

- (21) Aktenzeichen: P 36 21 052.8  
 (22) Anmeldetag: 24. 6. 86  
 (43) Offenlegungstag: 7. 1. 88

Stückzahl

**DE 3621052 A1**

⑦1 Anmelder:

**Aerodata Flugmeßtechnik GmbH, 3300  
Braunschweig, DE**

⑦④ Vertreter:

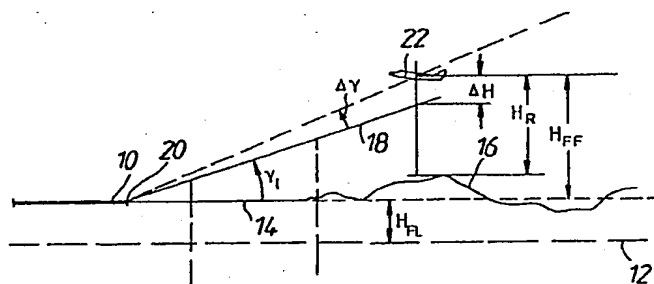
Weisse, J., Dipl.-Phys.; Wolgast, R., Dipl.-Chem. Dr.,  
Pat.-Anw., 5620 Velbert

⑦2 Erfinder:

**Redeker, Artur, Dipl.-Ing., 3340 Wolfenbüttel, DE**

**⑤4) Vorrichtung zur automatischen Flugbahnführung von Flugzeugen längs eines Leitstrahls**

Ein erstes Höhengsignal wird aus der Differenz von barometrischer Höhe ( $H_B$ ) und Flugfeldhöhe ( $H_{FL}$ ) gebildet. Ein zweites Höhengsignal ist die Radarhöhe ( $H_R$ ). Die beiden Höhengsignale werden so mit entfernungsabhängigen Faktoren linearkombiniert, daß bei großen Entfernungen nur das erste, bei kleinen Entfernungen nur das zweite und dazwischen die Linearkombination bei mit abnehmender Entfernung stetig abnehmendem Gewicht des ersten und zunehmendem Gewicht des zweiten Höhengsignals wirksam sind. Das so gebildete kombinierte Höhengsignal wird mit einem Winkelabweichungssignal ( $\Delta\gamma$ ) von einem Leitstrahlempfänger zur Bildung eines Höhenabweichungssignals ( $\Delta H$ ) multipliziert. Mittels dieses Höhenabweichungssignals ( $\Delta H$ ) wird das Flugzeug (22) auf einem Gleitpfad (18) zur Landebahn (10) geführt.



*Fig.1*

**DE 3621052 A1**

## Patentansprüche

1. Vorrichtung zur automatischen Flugbahnführung von Flugzeugen längs eines Leitstrahls auf einem Gleitpfad (18) zu einer Landebahn (10), enthaltend

- (a) einen barometrischen Höhenmesser (24), der ein barometrisches Höhensignal ( $H_b$ ) liefert, und
- (b) einen Radarhöhenmesser (26), der ein Radarhöhensignal ( $H_R$ ) liefert,
- (c) einen Leitstrahlempfänger (44), der auf Winkelabweichungen ( $\Delta \gamma$ ) von dem durch den Leitstrahl vorgegebenen Gleitpfad (18) anspricht und ein Winkelabweichungssignal liefert, und
- (d) Mittel (46) zur Multiplikation des Winkelabweichungssignals ( $\Delta \gamma$ ) mit einer der Entfernung zwischen Flugzeug (22) und Landebahn (10) entsprechenden Größe zur Erzeugung des Höhenabweichungssignals ( $\Delta H$ ) gekennzeichnet durch
- (e) Mittel (30) zur Eingabe der barometrischen Höhe ( $H_{FL}$ ) der Landebahn (10) als Landebahnhöhensignal,
- (f) Mittel (28) zur Bildung der Differenz von barometrischem Höhensignal ( $H_b$ ) und Landebahnhöhensignal ( $H_{FL}$ ) als barometrisches Höhendifferenzsignal,
- (g) Funktionsgeneratormittel (34) zur Erzeugung eines in Abhängigkeit von einem Eingangssignal zwischen einem unteren (0) und einem oberen Grenzwert (1) monoton variablen Ausgangssignal ( $A$ ),
- (h) Mittel (32) zur Multiplikation des barometrischen Höhendifferenzsignals ( $H_b - H_{FL}$ ) mit dem Ausgangssignal ( $A$ ) der Funktionsgeneratormittel (34) zur Bildung eines ersten Teilsignals,
- (i) Mittel (36) zur Multiplikation des Radarhöhensignals ( $H_R$ ) mit der Differenz ( $1 - A$ ) des oberen Grenzwertes (1) und des Ausgangssignals ( $A$ ) der Funktionsgeneratormittel (34) zur Bildung eines zweiten Teilsignals,
- (j) Mittel (40) zur Addition der beiden Teilsignale zur Bildung eines kombinierten Höhensignals ( $H_{FF}$ ),
- (k) Mittel zur Bildung des besagten der Entfernung zwischen Flugzeug und Landebahn entsprechenden Größe aus dem kombinierten Höhensignal und
- (l) Mittel (26, 42) zur Aufschaltung eines Eingangssignals auf die Funktionsgeneratormittel (34) derart, daß deren Ausgangssignal ( $A$ ) bei großer Entfernung des Flugzeugs (22) von der Landebahn (10) dem oberen Grenzwert und beim Erreichen der Landebahn (10) dem unteren Grenzwert (0) entspricht und sich dazwischen stetig ändert.

2. Vorrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß das Radarhöhensignal ( $H_R$ ) über ein Tiefpaßfilter (42) als Eingangssignal auf die Funktionsgeneratormittel (34) aufschaltbar ist.

3. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, daß der untere Grenzwert der Funktionsgeneratormittel (34) null und

der obere Grenzwert eins ist.

4. Vorrichtung nach einem der vorhergehenden Ansprüche, gekennzeichnet durch

- (a) Mittel (24, 50, 48) zur Bestimmung der Vertikalgeschwindigkeit ( $\dot{H}$ ) des Flugzeugs (22),
- (b) Mittel (50) zur Bestimmung der Geschwindigkeit ( $v_{gs}$ ) des Flugzeugs (22) über Grund,
- (c) Mittel (52) zur Multiplikation der Geschwindigkeit ( $v_{gs}$ ) über Grund mit dem durch den Leitstrahl vorgegebenen Gleitpfadwinkel ( $\gamma_L$ ),
- (d) Mittel (54) zur Addition der Vertikalgeschwindigkeit ( $\dot{H}$ ) und des Produktes ( $\gamma_L \cdot v_{gs}$ ) von Gleitpfadwinkel ( $\gamma_L$ ) und Geschwindigkeit ( $v_{gs}$ ) über Grund zur Bildung eines die Änderungsgeschwindigkeit ( $H_{LS}$ ) der Höhenabweichung vom Leitstrahl wiedergegebenen Signals,
- (e) ein erstes Tiefpaßfilter (58), über welches dieses Signal ( $H_{LS}$ ) auf einen Signalausgang aufschaltbar ist und
- (f) ein zweites Tiefpaßfilter (62), über welches das Höhenabweichungssignal ( $\Delta H$ ) auf den Signalausgang aufschaltbar ist.

5. Vorrichtung nach Anspruch 4, dadurch gekennzeichnet, daß

- (a) das erste Tiefpaßfilter (58) eine Übertragungsfunktion von der Form

$$\frac{T_{vL}}{T_{vLS}s + 1}$$

besitzt und

- (b) das zweite Tiefpaßfilter (62) eine Übertragungsfunktion von der Form

$$\frac{1}{T_{vLS}s + 1}$$

besitzt.

## Beschreibung

Die Erfindung betrifft eine Vorrichtung zur automatischen Flugbahnführung von Flugzeugen längs eines Leitstrahls auf einem Gleitpfad zu einer Landebahn, enthaltend

- (a) einen barometrischen Höhenmesser, der ein barometrisches Höhensignal liefert, und
- (b) einen Radarhöhenmesser, der ein Radarhöhensignal liefert,
- (c) einen Leitstrahlempfänger, der auf Winkelabweichungen von dem durch den Leitstrahl vorgegebenen Gleitpfad anspricht und ein Winkelabweichungssignal liefert, und
- (d) Mittel zur Multiplikation des Winkelabweichungssignals mit einer der Entfernung zwischen Flugzeugen und Landebahn entsprechenden Größe zur Erzeugung eines Höhenabweichungssignals.

Durch die DE-PS 22 49 979 ist eine Vorrichtung zur Flugbahnführung bekannt, bei welcher ein Funkleitstrahl die Flugzeugposition relativ zu einem Leitstrahlender nach Elevation und/oder Azimut liefert. Die Vor-

richtung enthält einen Leitstrahlempfänger, welcher ein Signal nach Maßgabe der winkelmäßigen Ablage des Flugzeugs von einer Funkleitstrahlachse liefert. Weiterhin enthält die Vorrichtung eine Meßeinrichtung zur Messung der Schrägentfernung zwischen Flugzeug und Leitstrahlsender und zur Erzeugung eines entsprechenden Schrägentfernungssignals. Es ist ein analoger oder digitaler Rechner vorgesehen, auf den das Signal des Leitstrahlempfängers und das Schrägentfernungssignal aufgeschaltet sind und der ein Ausgangssignal zur Aufschaltung auf eine Anzeige- oder Steuervorrichtung liefert, welches dem Produkt aus dem Signal des Leitstrahlempfängers und dem Schrägentfernungssignal proportional ist. Auf diese Weise wird ein Signal erhalten, das unmittelbar der Höhenabweichung vom Leitstrahl entspricht. Diese Vorrichtung setzt jedoch eine Einrichtung zur Messung der Schrägentfernung, z. B. ein DME, voraus.

Durch die US-PS 33 81 295 ist eine Vorrichtung zur Flugbahnführung nach einem Funkleitstrahl bekannt, bei welcher die Verstärkung, mit welcher das Signal des Leitstrahlempfängers auf eine Anzeige- oder Steuervorrichtung aufgeschaltet ist, durch einen Radarhöhenmesser gesteuert wird. Mit abnehmender Höhe, die einer Annäherung an den Leitstrahlsender entsprechen sollte, wird die Verstärkung vermindert.

Dieses Verfahren versagt, wenn die Umgebung des Flughafens nicht eben sondern bergig ist. Dann stellt die mit dem Radarhöhenmesser bestimmte Höhe über Grund kein Maß für die Entfernung vom Leitstrahlsender dar. Wenn z. B. bei relativ großer Entfernung vom Leitstrahlsender durch einen Berg eine geringe Radarhöhe gemessen wird, so täuscht der Radarhöhenmesser eine nicht vorhandene Annäherung an den Leitstrahlsender vor. Die vom Leitstrahlempfänger gelieferten Elevationsabweichungssignale werden dementsprechend schwach bewertet und mit geringer Verstärkung auf die Anzeige- oder Steuervorrichtung aufgeschaltet. Der Pilot oder die Steuervorrichtung wird sich daher nicht in dem notwendigen Maße bemühen, die Elevationsabweichung zu korrigieren. Das kann offensichtlich zu sehr gefährlichen Situationen führen.

Durch die UA-PS 33 61 391 ist eine Vorrichtung zur Flugbahnführung bekannt, bei welcher das Flugzeug in Abhängigkeit von Leitstrahl-Abweichungssignalen und Kursabweichungssignalen gesteuert wird. Die Leitstrahl-Abweichungssignale sind die von dem Leitstrahlempfänger gelieferten Signale. Die Kursabweichungssignale werden von einem Kurskreisel geliefert und entsprechen der Abweichung des Flugzeugkurses von der als bekannt angenommenen Richtung des Funkleitstrahls. Bei dieser bekannten Vorrichtung wird das Verhältnis der Verstärkungen, mit denen diese beiden Signale auf eine Steuervorrichtung aufgeschaltet werden, verändert, so daß das Leitstrahl-Abweichungssignal im Verhältnis zu dem Kursabweichungssignal immer schwächer aufgeschaltet wird, je stärker sich das Flugzeug dem Leitstrahlsender nähert. Als Maß für diese Annäherung dient die zeitliche Änderung des Leitstrahl-Abweichungssignals. In Abhängigkeit von dieser Änderung wird entweder die Verstärkung des Leitstrahl-Abweichungssignals vermindert (Fig. 2) oder die Verstärkung des Kursabweichungssignals erhöht (Fig. 3 der US-PS 33 16 391).

Bei dieser bekannten Anordnung ist eine Steuerung nach Kurs und Leitstrahl erforderlich. Sie ist nur für die Azimutführung geeignet. Es wird nur das Verhältnis der Aufschaltverstärkungen oder -koeffizienten verändert.

Es wird aber kein Signal erzeugt, das etwa eindeutig vom Abstand (in Metern) von der Leitstrahlachse abhängen würde.

Durch die DE-AS 22 10 163 ist eine Vorrichtung zur Bahnführung von Flugzeugen bekannt, bei welcher der Abstand zwischen dem Flugzeug und einer Bodenstation sowie durch einen Funkleitstrahl und einen Leitstrahlempfänger die auf die Bodenstation bezogene Flugzeugposition funkelektrisch gemessen werden. Ein Programmgeber erzeugt in Abhängigkeit von einem Abstandssignal Elevationswinkel- und Azimutwinkel-Führungsgrößen. Diese Führungsgrößen werden mit den von Funkleitstrahl und Leitstrahlempfänger gelieferten Elevationswinkel- und Azimutwinkel-Positionssignalen verglichen. Die Winkeldifferenzen werden zur Bildung je eines Regelabweichungssignals mit dem Abstand zwischen Flugzeug und Bodenstation multipliziert.

Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, eine Vorrichtung der eingangs genannten Art zur automatischen Flugbahnführung von Flugzeugen längs eines Leitstrahls auf einem Gleitpfad zu einer Landebahn so auszubilden,

- daß sie unabhängig von der Entfernung von der Landebahn unmittelbar die Höhenabweichung des Flugzeugs von der Leitstrahlachse liefert, aber
- keine Entfernungsmeßeinrichtung an der Landebahn benötigt, sondern eine Verarbeitung der Leitstrahl-Abweichungssignale mit Signalen von an Bord des Flugzeugs vorhandenen Instrumenten gestattet und
- nicht durch Bodenerhebungen in der Nähe des Flughafens gestört wird.

Erfindungsgemäß wird diese Aufgabe gelöst durch

- (e) Mittel zur Eingabe der barometrischen Höhe der Landebahn als Landebahnhöhensignal,
- (f) Mittel zur Bildung der Differenz von barometrischem Höhensignal und Landebahnhöhensignal als barometrisches Höhendifferenzsignal,
- (g) Funktionsgeneratormittel zur Erzeugung eines in Abhängigkeit von einem Eingangssignal zwischen einem unteren und einem oberen Grenzwert monoton variablen Ausgangssignal,
- (h) Mittel zur Multiplikation des barometrischen Höhendifferenzsignals mit dem Ausgangssignal der Funktionsgeneratormittel zur Bildung eines ersten Teilsignals,
- (i) Mittel zur Multiplikation des Radarhöhensignals mit der Differenz des oberen Grenzwertes und des Ausgangssignals der Funktionsgeneratormittel zur Bildung eines zweiten Teilsignals,
- (j) Mittel zur Addition der beiden Teilsignale zur Bildung eines kombinierten Höhensignals,
- (k) Mittel zur Bildung des besagten der Entfernung zwischen Flugzeug und Landebahn entsprechenden Größe aus dem kombinierten Höhensignal und
- (l) Mittel zur Aufschaltung eines Eingangssignals auf die Funktionsgeneratormittel derart, daß deren Ausgangssignal bei großer Entfernung des Flugzeugs von der Landebahn dem oberen Grenzwert und beim Erreichen der Landebahn dem unteren Grenzwert entspricht und sich dazwischen stetig ändert.

Nach der Erfindung wird als Maß für den Abstand

von der Landebahn die Höhe gewählt, wobei angenommen wird, daß das Flugzeug ungefähr dem Gleitpfad folgt, der durch den Leitstrahl vorgegeben ist. Es wird aber nicht wie bei oben diskutierten US-PS 33 81 295 einfach das Signal eines Radarhöhenmessers als Höhensignal benutzt. Vielmehr dient bei größerem Abstand von der Landebahn als Höhensignal die Differenz von barometrischen Höhe und bekannter, z. B. aus Handbüchern entnehmbarer Höhe der Landebahn. Dieser Meßwert wird nicht von Bodenunebenheiten in der Umgebung des Flughafens beeinflusst. Bei stärkerer Annäherung an die Landebahn wird dieser Meßwert jedoch zu ungenau. Bei üblichen Flughäfen ist jedoch in Anflugrichtung vor der Landebahn ein im wesentlichen ebenes Vorfeld vorgesehen. Bei relativ kleinen Abständen und Höhen über diesem Vorfeld wird mit dem Radarhöhensignal gearbeitet. Die Funktionsgeneratormittel sorgen für einen stetigen Übergang zwischen den beiden Höhenmeßwerten, so daß der Flugregler kein Sprungsignal erhält.

Ausgestaltungen der Erfindung sind Gegenstand der Unteransprüche.

Ein Ausführungsbeispiel der Erfindung ist nachstehend unter Bezugnahme auf die zugehörigen Zeichnungen näher erläutert:

Fig. 1 zeigt schematisch die Geometrie des Leitstrahls mit Landebahn, Vorfeld und Geländekontur.

Fig. 2 zeigt den Signalverlauf eines bei der Vorrichtung zur Flugbahnführung benutzten Funktionsgenerators in Abhängigkeit von der Entfernung zwischen Flugzeug und Landebahn bzw. Radarhöhensignal.

Fig. 3 ist ein Blockschaltbild der Vorrichtung zur Flugbahnführung.

In Fig. 1 ist mit 10 eine schematisch dargestellte Landebahn bezeichnet. Die Landebahn 10 liegt in einer Höhe  $H_{FL}$  über Normalnull, dargestellt durch die gestrichelte Linie 12. Vor der Landebahn 10 erstreckt sich ein im wesentlichen ebenes Vorfeld 14. Daran schließt sich eine hügelige Geländekontur 16 an.

Ein Leitstrahl definiert einen Gleitpfad 18, der ausgehend von einem Leitstrahlsender 20 unter einem Winkel  $\gamma_L$  zur Horizontalen in der durch die Landebahn gehenden Vertikalebene verläuft. Mit 22 ist ein anfliegender Flugzeug bezeichnet. Das Flugzeug 22 befindet sich von dem Leitstrahlsender 20 aus gesehen unter einem Winkel  $\gamma_L + \Delta \gamma$ , d. h. weicht um einen Winkel  $\Delta \gamma$  von dem Leitstrahl 18 ab. Diese Winkelabweichung  $\Delta \gamma$  wird in bekannter und daher hier nicht im einzelnen beschriebener Weise von einem im Flugzeug 22 vorgesehenen Leitstrahlempfänger gemessen und in ein Winkelabweichungssignal umgesetzt. Eine Höhenabweichung  $\Delta H$  des Flugzeugs 22 von dem Leitstrahl 18 wirkt sich in dem Winkelabweichungssignal um so stärker aus, je geringer der Abstand zwischen Flugzeugs 22 und Leitstrahlsender 20 ist. Für die Flugbahnführung ist dagegen ein Regelabweichungssignal erwünscht, das unabhängig von der Entfernung vom Leitstrahlsender 20 die Höhenabweichung  $\Delta H$  selbst repräsentiert. Gleiche Höhenabweichungen  $\Delta H$  sollen gleiche Regelabweichungssignale liefern unabhängig davon, wie weit das Flugzeug 22 vom Leitstrahlsender 20 entfernt ist. Es wird deshalb das Winkelabweichungssignal  $\Delta \gamma$  mit einer Größe multipliziert, die proportional dem Abstand des Flugzeugs 22 vom Leitstrahlsender 20 ist. Eine solche Größe ist die Höhe  $H_{FF}$  des Flugzeugs 22 über der Landebahn 10, wenn man davon ausgeht, daß das Flugzeug 22 im wesentlichen dem Gleitpfad 18 folgt.

Wie aus Fig. 1 ersichtlich ist, ist die Radarhöhe  $H_R$  im

Gebiet der Bodenerhebungen außerhalb des Flugfeldes mit erheblichen Fehlern behaftet. Durch einen Berg kann eine größere Annäherung an den Leitstrahlsender 20 vorgetäuscht werden, als den tatsächlichen Verhältnissen entspricht. Damit wird das Höhenabweichungssignal  $\Delta H$  fälschlich reduziert, wie oben im Zusammenhang mit der US-PS 33 81 295 geschildert wurde. Das barometrische Höhensignal  $H_b$  ist dagegen in der Regel mit einem konstanten Fehler behaftet und daher in der Endphase der Landung nicht brauchbar.

Die in Fig. 3 dargestellte Vorrichtung zur automatischen Flugbahnführung längs eines Leitstrahls benutzt beide Informationen, das barometrische Höhensignal  $H_b$ , das von einem barometrischen Höhenmesser 24 geliefert wird, und das Radarhöhensignal  $H_R$ , das von einem Radarhöhenmesser 26 geliefert wird. Das barometrische Höhensignal  $H_b$  liegt an einem Summierpunkt 28. In einem Summierpunkt 28 wird von dem barometrischen Höhensignal  $H_b$  die an einem Bediengerät 30 eingegebene Höhe  $H_{FL}$  des Flugfeldes und der Landebahn 10 subtrahiert. Es ergibt sich dadurch ein erster Meßwert für die Höhe des Flugzeugs 22 über der Landebahn 10. In einem Multiplizierer 32 wird dieser erste Meßwert  $H_b - H_{FL}$  mit einem variablen Faktor  $A$  multipliziert, der zwischen null und eins liegt. Der Faktor  $A$  wird von einem Funktionsgenerator 34 geliefert.

Das Radarhöhensignal  $H_R$  von dem Radarhöhenmesser 26 liegt an einem Multiplizierer 36. An einem Summierpunkt 38 liegt einmal der Wert "1" und zum anderen mit negativen Vorzeichen der Wert  $A$  von dem Funktionsgenerator 34. Es wird so  $1 - A$  gebildet. Dieser Wert liegt als Faktor an dem Multiplizierer 36. Es wird so  $(1 - A) H_R$  gebildet. Die Ausgänge der Multiplizierer 32 und 36 werden in einem Summierpunkt 40 addiert. Es ergibt sich so ein kombinierter Höhenmeßwert

$$H_{FF} = A(H_b - H_{FL}) + (1 - A)H_R$$

aus barometrischem Höhensignal und Radarhöhensignal. Wenn  $A = 0$  ist wird

$$H_{FF} = H_R.$$

Wenn  $A = 1$  ist, wird

$$H_{FF} = H_b - H_{FL}.$$

Der Funktionsgenerator 34 ist von dem Radarhöhensignal  $H_R$  über ein Tiefpaßfilter 42 gesteuert. Für große Werte von  $H_R$  ist das Ausgangssignal  $A$  des Funktionsgenerators 34 eins, bei kleinen Werten von  $H_R$  ist das Ausgangssignal  $A = 0$ . Dazwischen ist ein stetiger Übergang.

Das so gebildete Höhensignal  $H_{FF}$  wird zusammen mit dem Winkelabweichungssignal  $\Delta \gamma$  von dem Leitstrahlempfänger 44 einem Rechner 46 zugeführt, welcher das Höhenabweichungssignal  $\Delta H$  nach der Beziehung

$$\Delta H = H_{FF} \frac{\Delta \gamma}{\Delta \gamma + \gamma_L}$$

bildet.

Ein Luenberger Beobachter 48 (vgl. Redeker u. Vörsmann "Precise Vertical Speed Reconstruction Based on Vertical Acceleration and Barometric Altitude" in "Zeitschrift für Flugwissenschaft und Weltraumforschung" Band 9 (1985) Nr. 4) erhält das barometrische Höhensi-

gnal  $H_b$  von dem barometrischen Höhenmesser 24 sowie ein Vertikalgeschwindigkeitssignal  $H$  von einem Trägheitsnavigationssystem 50. Der Luenburger Beobachter 48 liefert ein Signal  $H$ , das die Vertikalgeschwindigkeit des Flugzeugs 22 darstellt. Die Geschwindigkeit  $v_L$  des Flugzeugs 22 über Grund, die ebenfalls von dem Trägheitsnavigationssystem erhalten wird, wird mit dem bekannten Gleitpfadwinkel  $\gamma_L$  multipliziert, wie durch den Kreis 52 angedeutet ist. In einem Summierungspunkt 54 wird  $H_{LS} = H + \gamma_L v_{gs}$  gebildet. Der Term  $\gamma_L v_{gs}$  (mit negativem  $\gamma_L$ ) ist der Teil der Vertikalgeschwindigkeit  $H$ , der auf die Bewegung des Flugzeugs 22 längs des Leitstrahls 18 zurückzuführen ist. Die Größe  $H_{LS}$  ist daher die Höhenabweichungsgeschwindigkeit des Flugzeugs 22 vom Leitstrahl 18.

Diese Größe  $H_{LS}$  ist zusammen mit dem Höhenabweichungssignal  $\Delta H$  auf ein Komplementärfilter 56 geschaltet. Das Komplementärfilter 56 enthält ein erstes Tiefpaßfilter 58, auf welches die Höhenabweichungsgeschwindigkeit  $H_{LS}$  geschaltet ist. Der Ausgang des Tiefpaßfilters 58 liegt an einem Summierungspunkt 60. Das Höhenabweichungssignal  $\Delta H$  liegt an einem zweiten Tiefpaßfilter 62 des Komplementärfilters 56. Der Ausgang des zweiten Tiefpaßfilters 62 liegt ebenfalls an dem Summierungspunkt 60. Das erste Tiefpaßfilter 58 hat eine Übertragungsfunktion

$$\frac{T_{v,LS}}{T_{v,LS}s + 1}$$

Das zweite Tiefpaßfilter 62 hat eine Übertragungsfunktion

$$\frac{1}{T_{v,LS}s + 1}$$

Die an dem Summierungspunkt 60 gebildete Summe  $\Delta H_{LS}$  dient als Regelabweichungssignal für die Flugbahnführung, welches die Abweichung des Flugzeugs 22 von dem Leitstrahl 18 repräsentiert.

Die beschriebene Vorrichtung arbeitet wie folgt:

Wie aus Fig. 2 ersichtlich ist, ist der Funktionsgenerator so ausgelegt, daß er ein Ausgangssignal  $A=1$  liefert bis herab zu einer Höhe, bei welcher der Gleitpfad sicher über dem Vorfeld der Landebahn verläuft, z. B. bis herab zu einer Radarhöhe  $H_R=150$  m. Von dieser Höhe ab sinkt das Ausgangssignal  $A$  stetig und linear ab bis auf den Wert null, der bei einer Radarhöhe von  $H_R=50$  m erreicht wird.

Bis zu einer Radarhöhe von  $H_R=150$  m wird also der Wert des Höhenmeßwertes  $H_{FF}$  ausschließlich aus der barometrischen Höhe  $H_b$  ermittelt und daraus das Höhenabweichungssignal  $\Delta H$  gebildet. Unterhalb einer Radarhöhe von  $H_R=50$  m dient ausschließlich die Radarhöhe  $H_R$  zur Bildung des Höhenmeßwertes  $H_{FF}$  und damit des Höhenabweichungssignal  $\Delta H$ . Dazwischen wird der Höhenmeßwert  $H_{FF}$  von einer Linearkombination von barometrischer Höhe  $H_b$  und Radarhöhe  $H_R$  gebildet. Mit abnehmender Höhe, d. h. mit Annäherung an den Leitstrahlsender 20, vermindert sich stetig das Gewicht der barometrischen Höhe  $H_b$  in der Linearkombination, während das Gewicht der Radarhöhe  $H_R$  entsprechend ansteigt. Der Höhenmeßwert  $H_{FF}$  macht daher keine Sprünge. Damit ist auch das Höhenabweichungssignal  $\Delta H$  stetig.

In größerer Entfernung von dem Leitstrahlsender bedeuten kleine Winkelabweichungen  $\Delta \gamma$  relativ große Höhenabweichungen  $\Delta H$ . Nun kommen in der Praxis

gelegentlich Störungen des vom Leitstrahlempfänger 44 empfangenen Winkelabweichungssignals vor. Diese Störungen täuschen eine plötzliche Änderung der Winkelabweichung vor. Ein Flugregler, der auf das Höhenabweichungssignal anspricht, das aus solchen falschen Winkelabweichungssignalen gebildet wird und eine starke Höhenabweichung vortäuscht, sucht diese scheinbare Höhenabweichung zu korrigieren. Das kann zu unkomfortablen Reaktionen führen.

Um das zu vermeiden, ist der Komplementärfilter 56 vorgesehen. Dieses Komplementärfilter 56 unterdrückt mit dem zweiten Tiefpaßfilter 62 die höherfrequenten Anteile des aus dem Leitstrahl abgeleiteten Höhenabweichungssignals. Es nutzt die stationäre Genauigkeit dieses Leitstrahl-Höhenabweichungssignals. Die höherfrequenten Anteile werden durch eine Signalquelle ersetzt, die eine bessere Qualität der höherfrequenten Signalanteile aufweist. Zu diesem Zweck wird die Höhenabweichungsgeschwindigkeit  $H_{LS}$  mittels des ersten Tiefpasses 58 pseudointegriert.

- Leerseite -



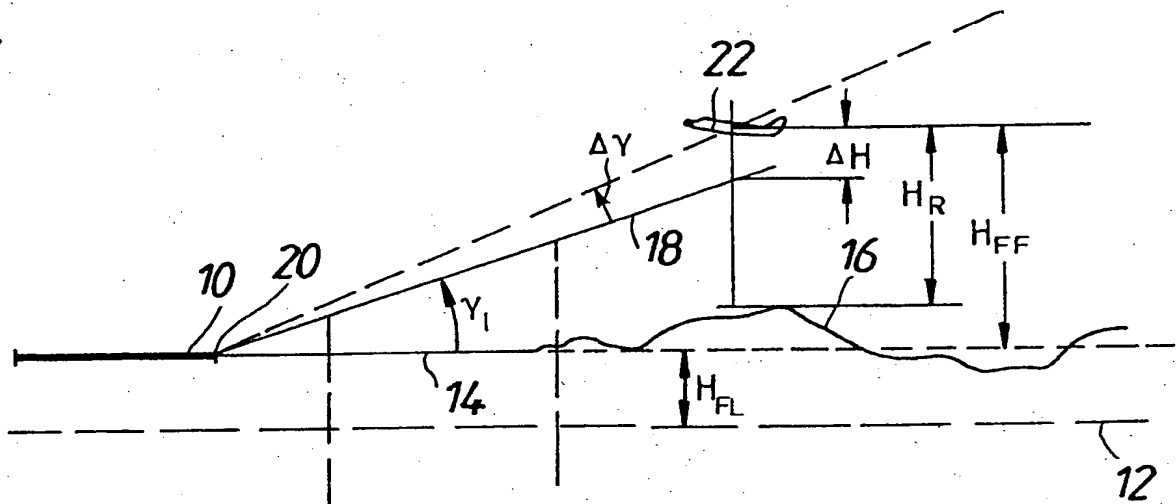
**36 21 052**

**B 64 D 45/04**

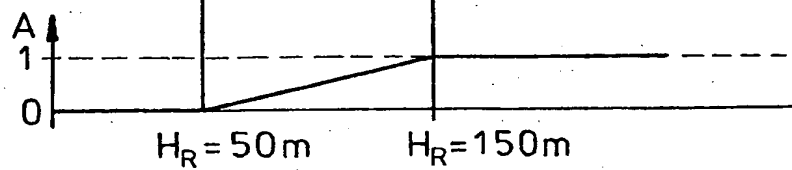
24. Juni 1986

7. Januar 1988

3621052



**Fig. 1**



*Fig.2*

THIS PAGE BLANK (USPTO)

3621052

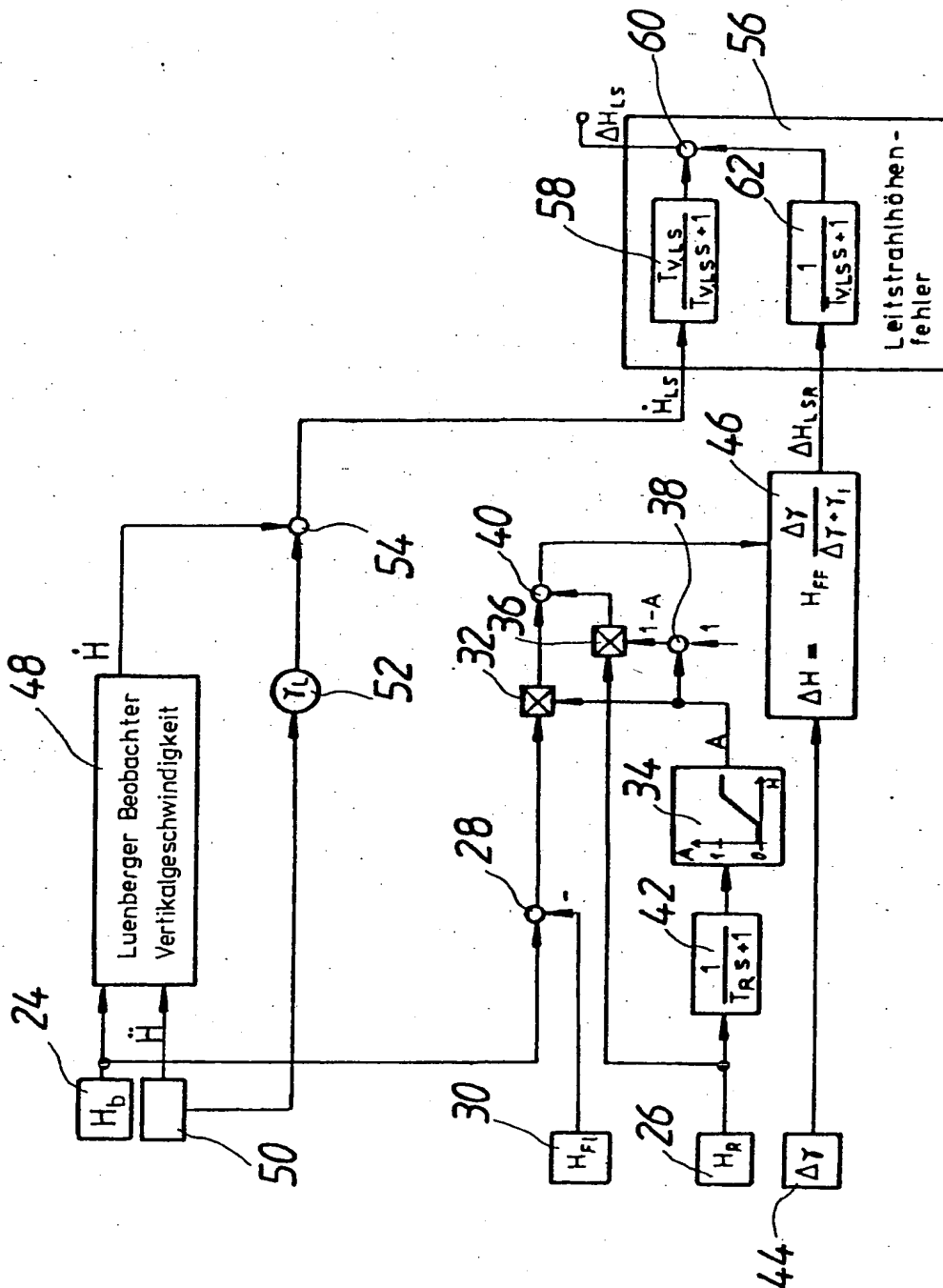


Fig.3

THIS PAGE BLANK (USPTO)